مجله مهندسی مکانیک مدرس، آبان 1396، دوره 17، شماره 8، ص‌ص 173-181

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

مطالعه عددی پدیده جدایش بین‌لایه‌ای در سوراخکاری کامپوزیت کربن/اپوکسی و بررسی سهم مود II شکست

مهدی گنجیانی[1*]، حسین عروجی[2]، مجید صفرآبادی فراهانی[3]

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران
2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران
3- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران
* تهران، صندوق پستی 141556619، ganjiani@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 31 فروردین 1396
پذیرش: 10 تیر 1396
ارائه در سایت: 18 مرداد 1396

کلید واژگان:
جدایش بین‌لایه‌ای
تحلیل المان محدود
سوراخکاری کامپوزیت
روش بستن مجازی ترک

چکیده

از جمله مهم‌ترین عیوبی که در سوراخکاری کامپوزیت‌ها بوجود می‌آید جدایش بین‌لایه‌ای است که باعث کاهش استحکام قطعه می‌شود. محققین زیادی روی جدایش بین‌لایه‌ای در حین سوراخکاری کامپوزیت‌ها کار کرده‌اند و سعی کرده‌اند با ارائه مدل‌های تحلیلی، عددی و تجربی این پدیده را فرموله کنند. در مدل‌های ارائه شده تا به امروز، فقط اثرات مودI و III شکست در نظر گرفته شده است و از اثر مودII در این مدل-ها صرف نظر شده است لذا هدف از این پژوهش بررسی اثر مودII شکست به روش المان محدود در گسترش ترک‌های بین لایه‌ای در حین سوراخکاری چندلایه‌های کامپوزیتی است. به همین منظور، تحلیل عددی جدایش بین‌لایه‌ای در سوراخکاری کامپوزیت تک‌جهته کربن/اپوکسی با انجام اصلاحاتی روی مدل‌های عددی قبلی صورت گرفت. روش مورد استفاده جهت تحلیل عددی گسترش ترک و بدست آوردن نرخ آزادسازی انرژی مودI و II، روش بستن مجازی ترک است. این تحلیل هم برای گسترش ترک زیر جان مته، وقتی که هنوز مته از قطعه‌کار بیرون نیامده است و هم برای گسترش ترک زیر لبه‌های برنده، وقتی که جان مته از قطعه‌کار بیرون آمده است انجام شد. با بدست آمدن نرخ آزادسازی انرژی مودI و II و مقایسه آن‌ها با مقادیر بحرانی، علاوه بر محاسبه نیروی بحرانی که منجر به جدایش بین‌لایه‌ای می‌شود، در مورد اثرگذاری هر کدام از مودها بحث شده است. در پایان مشخص گردید که اثرگذاری مودI در تمامی موارد از مودII بیشتر بوده و مود غالب گسترش ترک، مودI است بطوریکه بیش از 95درصد از پارامتر گسترش ترک در معیار توانی، ناشی از نرخ آزادسازی انرژی مودI است.

Numerical study of delamination in drilling of Glass/Polyester and investigation of mode II fracture contribution

Mahdi Ganjiani*, Hossein Oruji, Majid Safarabadi Farahani

School of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran
*P.O.B 141556619, Tehran, Iran, ganjiani@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 20 April 2017
Accepted 01 July 2017
Available Online 09 August 2017

Keywords:
Delamination
Finite element Analysis (FEA)
Composite drilling
Virtual crack closure technique

ABSTRACT

Delamination is one of the most important defects that reduces the strength of a part. Many researchers have studied delamination in drilling of composite materials and they tried to formulate this phenomenon by developing of analytical, numerical and experimental models. In these models up to now, only effect of modeI and modeIII of crack propagation is considered and effect of modeII is neglected. The goal of this research is determination of modeII effect on propagation of interlaminar cracks during drilling of multilayered composites by means of finite element analysis (FEA).Thus the numerical analysis of delamination of unidirectional Carbon/epoxy composite during drilling is performed by modification of previous numerical models. The numerical method used for determination of strain energy release rates in modeI and modeII is Virtual Crack Closure Technique (VCCT). This analysis is performed for crack propagation under chisel edge when the drill has not come out from the workpiece and for crack propagation under cutting edges when the drill has come out from the workpiece. By determining strain energy release rates in modeI and modeII and comparing them with critical values G_{Ic} and G_{IIc}, the critical thrust force that causes delamination is determined and contribution of each crack propagation mode in delamination is discussed. At the end of this research, it was found that the effect of modeI is more than modeII in all of cases such that more than 95percent of crack propagation parameter in power law criteria is due to strain energy release rates in mode I.

1- مقدمه

امروزه در بسیاری از کاربردهای مهندسی، تلفیق خواص مواد نیاز است و امکان استفاده از یک نوع ماده که همه خواص مورد نظر را برآورده سازد، وجود ندارد. برای مثال در صنایع هوا فضا به موادی نیاز است که ضمن داشتن

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
M. Ganjiani, H. Oruji, M. Safarabadi Farahani, Numerical study of delamination in drilling of Glass/Polyester and investigation of mode **II** fracture contribution, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 8, pp. 173-181, 2017 (in Persian)

استحکام بالا، سبک باشند، مقاومت سایشی و مقاومت در برابر ماوراء بنفش خوبی داشته باشند و در دماهای بالا استحکام خود را از دست ندهند. از آنجا که نمی توان ماده‌ای یافت که همه خواص فوق را دارا باشد، پس باید به دنبال روشی برای ترکیب خواص مواد بود. این راه حل همان مواد کامپوزیتی است. مواد مرکب رده‌ای از مواد پیشرفته هستند که در آنها از ترکیب مواد ساده به منظور ایجاد موادی جدید با خواص مکانیکی و فیزیکی برتر استفاده شده است. اجزای تشکیل دهنده ویژگی خود را حفظ کرده در یکدیگر حل نشده و با هم ممزوج نمی‌شوند. با ظهور کامپوزیت‌ها و استفاده وسیع از آن‌ها، لازم گردید تا صفحات جهت استفاده و مونتاژ، سوراخکاری[1] شوند. سوراخکاری کامپوزیت-های تقویت شده با الیاف در حال حاضر سوالات زیادی را برای مهندسین و دانشمندان به وجود آورده است [1]. جدایش بین‌لایه‌ای[2] متداول‌ترین مشکل موجود در حین ماشین‌کاری چندلایه‌های کامپوزیتی است. این پدیده باعث گسیختگی بین ماتریس و الیاف کامپوزیت می‌شود. در اثر جدایش بین‌لایه‌ای استحکام ماده کاهش یافته و باعث رشد ترک و در نهایت موجب شکست ماده مرکب می‌شود. بطور کلی جدایش بین‌لایه‌ای در سوراخکاری در صفحات ورودی و خروجی قطعه کار اتفاق میافتد که به صورت شماتیک در شکل 1نشان داده شده است.این‌ها جدایش بین‌لایه‌ای بیرون زدگی[3] و پوسته شدن[4] نامیده می‌شوند [2].

برای تعریف یک ترک نیاز است که حالت‌های مختلف، برای تغییر شکل نسبی سطوح ترک نیز تعریف گردد که به این حالت‌ها اصطلاحا، مود می‌گویند. سه مود رشد ترک در شکل2 مشخص است.

الف)مود اول (بازشوندگی): متداول ترین فرم گسیختگی در اثر رشد ترک است. در این مود سطوح ترک به طور عمود برهم در جهت مخالف یکدیگر تغییر مکان می‌دهند.

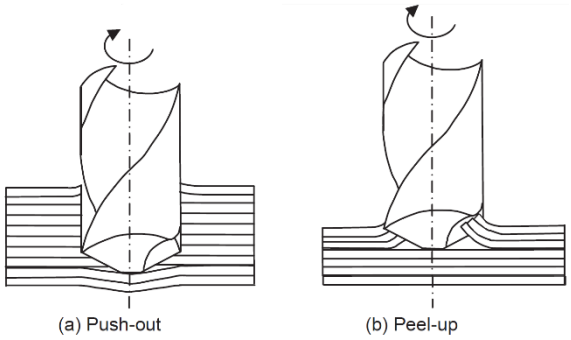

Fig. 1 Delamination a)Push out b)Peel up[2]

شکل1 جدایش بین‌لایه‌ای a)بیرون زدگی، b) پوسته شدن [2]

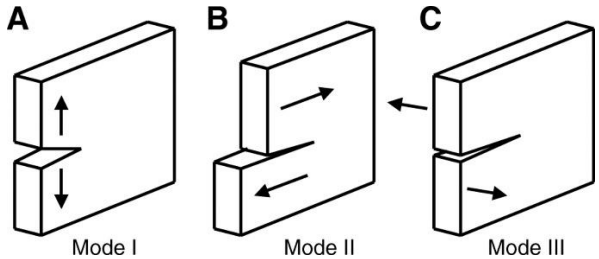

Fig. 2 Crack propagation modes [2]

شکل2 مودهای گسترش ترک [2]

ب)مود دوم (برشی): در این حالت نسبت به یکدیگر در جهت عمود بر ترک می‌لغزند.

ج)مود سوم (پارگی): معرف تغییر شکل سطوح ترک به موازات ترک است.

هر چند استدلال‌های برخی از محققین و مشاهدات آزمایشگاهی نظیر آنچه دیپائلو و همکاران [3] گزارش کرده‌اند از حضور همزمان مودهای I و III در گسترش ترک در پدیده جدایش بین‌لایه‌ای خبر داده‌اند اما تحلیل‌های موجود غالباً فقط بر اساس گسترش ترک در مودI فرمولبندی شده‌اند. در زمینه جدایش بین‌لایه‌ای پژوهشگران زیادی با ارائه مدل های تحلیلی، عددی و ... سعی در درک هرچه بیشتر این پدیده داشته‌اند. اولین مدل تحلیلی بررسی جدایش بین‌لایه‌ای توسط هوچنگ و همکاران [4] ارائه شد. مطابق این مدل، اگر نیروی پیشروی[5] از نیروی پیشروی بحرانی بیشتر شود، جدایش بین‌لایه‌ای اتفاق خواهد افتاد. این مدل ایجاد و رشد جدایش بین‌لایه‌ای در کامپوزیت‌ها را در مودI گسترش ترک مورد بررسی قرار داده است. هوچنگ و تسائو [5] در پژوهشی دیگر کامپوزیت را به صورت یک ماده ایزوتروپ در نظر گرفتند و به صورت تحلیلی نیروی پیشروی بحرانی را بدست آوردند. چن [6] ملاحظه کرد که تاثیر سرعت برشی بر نیروی سوراخکاری در مته‌های مشابه، ناچیز است و نیروی سوراخکاری در سرعت‌های پیشروی پایین کاهش می‌یابد. به علاوه چن نتیجه گرفت که به منظور بهبود کیفیت سوراخ‌ها در خروجی مته، نرخ پیشروی در خروجی بایستی کمتر از نرخ پیشروی در حین فرآیند باشد. در تحقیقی دیگر تسائو و هوچنگ [7] تاثیر عدم هم‌مرکزی جان مته[6] با سوراخ ایجاد شده را روی نیروی بحرانی پیشروی بررسی کردند. در بیشتر پژوهش-های قبلی از تئوری خمش خالص صفحات مدور نازک استفاده شده بود و به همین دلیل اثر نیروهای برشی دیده نشده است [8]. زیتان و همکاران [9] در پژوهشی مدلی عددی برای بدست آوردن نیروی عمودی بحرانی سوراخکاری کامپوزیت های با الیاف پیوسته که باعث جدایش بین‌لایه‌ای در لایه‌های پایانی می‌شود ارائه دادند. این مدل هندسه نوک مته و همچنین اثر نیروهای برشی را نیز در نظر گرفته است. تسائو و هوچنگ [10, 11] در تحقیقاتی دیگر اثر گشتاور خمشی القایی ناشی از استفاده از استپ دریل[7] را بررسی کردند تا اثر این گشتاور القایی را روی جدایش بین‌لایه‌ای بدست بیاورند. نتایج آن‌ها نشان داد که نیروی پیشروی بحرانی در این حالت نسبت به حالتی که این گشتاور در نظر گرفته نشود،کمتر خواهد بود. کار بعدی را دوئارو و همکاران [12] انجام دادند. تمرکز اصلی این پژوهش روی بدست آوردن نیروی عمودی بحرانی جدایش بین‌لایه‌ای به روش آزمایشگاهی بود. نتیجه کار آن‌ها این بود که آسیب ناشی از جدایش بین‌لایه‌ای، با نرخ پیشروی ابزار رابطه مستقیم دارد. همچنین مشخص شد که با کاهش ضخامت ماده زیر مته (پیشروی بیشتر مته درون قطعه‌کار) احتمال جدایش بین‌لایه‌ای افزایش می‌یابد که توسط مدل‌های تحلیلی نیز قابل پیش‌بینی بود. ریم و همکاران [13] سوراخکاری یک کامپوزیت ضخیم توسط یک مته با قطر بالا را مورد بررسی قرار دادند. مدل ارائه شده مدلی تحلیل بر اساس مودI است که نیروی عمودی بحرانی را اندازه‌گیری می‌کند. نتایج بدست آمده از این مدل تحلیلی با نتایج تست‌های تجربی و عددی سازگاری داشته و در نهایت نرخ پیشروی بحرانی مته را بدست می دهد. ایزبیلیر [14] در پژوهشی دیگر به مدلسازی سه‌بعدی فرآیند سوراخکاری و گسترش ترک در حین آن با استفاده از روش المان محدود پرداخته است. او با استفاده از این مدل

[1] Drilling
[2] Delamination
[3] Push down
[4] Peel up
[5] Thrust force
[6] Chisel edge
[7] Step drill

هندسه مناسب ابزار برای کاهش عیوب قطعه حین سوراخکاری را مشخص نمود. در پژوهشی دیگر فیتو و همکارانش [15] دو مدل عددی برای جدایش بین‌لایه‌ای ارائه دادند که یکی شامل تمامی مراحل از جمله چرخش ابزار، براده برداری و ... بود و دیگری مدل ساده‌ای بود که فقط نیروی پیشروی ابزار را در نظر می‌گرفت. در تحقیقی که توسط ژن چائو [16] صورت گرفت مدلی تحلیلی برای پیش‌بینی نیروی پیشروی بحرانی در سوراخکاری صفحات کامپوزیتی متصل به صفحه آلومینیومی ارائه گردید و زیتان [17] در تحلیلی مشابه این بار به صورت عددی نیروی پیشروی بحرانی را به دست آورد. هدف از انجام این پژوهش این است که تاثیر مودII در فرایند سوراخکاری کامپوزیت‌ها و گسترش ترک ناشی از آن به روش عددی بررسی شود. لزوم این تحقیق هنگامی مشخص می‌گردد که تا به حال هیچ پژوهشگری تاثیرات مودII را در جدایش بین‌لایه‌ای حین سوراخکاری چندلایه‌های کامپوزیتی لحاظ نکرده است. جهت تحلیل عددی گسترش ترک روش‌های متعددی وجود دارد از جمله روش بستن مجازی ترک[1] که پژوهشگران داخلی با استفاده از این روش، تحقیقات گسترده‌ای را در زمینه گسترش ترک در کامپوزیت‌ها انجام داده‌اند. از جمله می‌توان به پژوهش صورت گرفته توسط حسینی تودشکی [18] اشاره کرد. او در این کار شروع و رشد ترک در ماتریس و جدایش بوجود آمده از آن را تا گسیختگی کامل چندلایه کامپوزیتی به روش عددی و با استفاده از روش بستن مجازی ترک مورد بررسی قرار داد و نتایج بدست آمده از تحلیل عددی را با نتایج تجربی مقایسه کرد و مشخص نمود که تفاوت بین نتایج تجربی و نتایج حاصل از کار او بین 18%- تا 37% است. در پژوهشی دیگر که توسط حسینی تودشکی و همکاران [19] انجام شد تحلیل اجزای محدود سه‌بعدی گسترش ترک برای یک صفحه ترک‌دار که یک سمت آن با چندلایه کامپوزیتی شیشه/اپوکسی تقویت شده بود صورت گرفت و نرخ آزادسازی انرژی در مودهای I، II و III با استفاده از روش اصلاح شده بستن مجازی ترک بدست آمد و مشخص گردید که نتایج شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی مطابقت خوبی دارد. همچنین مشخص شد که لایه‌چینی کامپوزیت تقویت‌کننده اثر زیادی روی جهت رشد ترک و عمر قطعه تحت بارگذاری خستگی دارد.

در این پژوهش، ابتدا مدلی عددی به منظور بررسی پدیده جدایش بین-لایه‌ای توسعه داده شد که مبنای آن کار صورت گرفته توسط زیتان [9] بود و سپس اصلاحاتی روی آن انجام گردید تا دقت مدل بالاتر رفته و با نتایج تجربی همخوانی بیشتری داشته باشد و سپس به منظور مشخص شدن سهم مودII در جدایش بین‌لایه‌ای، تحلیل عددی فرآیند سوراخکاری با استفاده از نرم افزار آباکوس[2] نسخه 6.14 انجام گردید. روش عددی مورد استفاده نیز روش بستن مجازی ترک است. پس از انجام تحلیل عددی نرخ آزادسازی انرژی بدست آمده با مقادیر بحرانی مقایسه شد و چگونگی شروع رشد ترک و پدیده جدایش بین‌لایه‌ای و سهم هر کدام از مودها در بوجود آمدن آن بررسی گردید.

2- تحلیل عددی گسترش ترک در فرآیند سوراخکاری

جهت شبیه سازی عددی گسترش ترک و بدست آوردن مقادیر نرخ آزادسازی انرژی کرنشی مودI(G_I) و نرخ آزادسازی انرژی کرنشی مودII(G_{II}) و بررسی تاثیر مودII در گسترش ترک و بوجود آمدن جدایش بین‌لایه‌ای، شروع به توسعه مدلی در این زمینه شد. مدل مورد استفاده به دلیل ناهمسانگردی کامپوزیت مورد تحلیل یک مدل سه‌بعدی می‌باشد. روش مورد استفاده برای مدل کردن گسترش ترک و به دست آوردن پارامترهای مربوطه، روش VCCT است که در ادامه توضیحاتی راجع به آن داده خواهد شد. برای پیش-بینی شروع جدایش بین‌لایه‌ای در کامپوزیت‌ها می‌توان از معیارهای گسیختگی کامپوزیت‌ها نظیر معیار هاشین[3]، تسای وو[4] یا معیارهای دیگری که در این زمینه وجود دارد استفاده نمود اما با توجه به ماهیت مساله مورد مطالعه که بررسی اثر مودII شکست در جدایش بین‌لایه‌ای است، استفاده از یک معیار گسترش ترک نظیر معیار گسترش ترک توانی که در روش VCCT مورد استفاده قرار می‌گیرد، کمک بیشتری به حل مساله مورد نظر می‌کند. در ادامه به مدل‌سازی فرآیند گسترش ترک در حین سوراخکاری یا همان جدایش بین‌لایه‌ای پرداخته شد و G_I و G_{II} در طول ترک محاسبه گردید. سپس برای اطمینان از صحت نتایج بدست آمده، مقادیر محاسبه شده با مقادیر عددی و تجربی که زیتان [9] در پژوهشی مشابه بدست آورده است مقایسه گردید.

2-1- روش بستن مجازی ترک

یکی از روش های متداول و در عین حال قدرتمند در زمینه جدایش بین‌لایه-ای کامپوزیت‌ها و گسترش ترک‌های بین لایه‌ای در آن‌ها روش بستن مجازی ترک یا به اختصار VCCT می‌باشد. این روش بر مبنای انتگرال بستن ترک ایروین [20] طرح‌ریزی شده است. در این روش فرض می‌شود که مقدار انرژی ΔE که در حین گسترش ترک به اندازه Δa از a به $a+\Delta a$ آزاد می‌شود برابر با انرژی است که برای بستن ترک بین نقاط l و i احتیاج است.(شکل3)

در این روش یک فرض دیگر نیز وجود دارد و آن این است که با گسترش ترک از $a+\Delta a$ (گره i) به $a+2\Delta a$ (گره k) وضعیت نوک ترک[5] تغییر زیادی نمی‌کند. برای همین وقتی که نوک ترک در گره k قرار دارد مقدار جابجایی پشت نوک ترک در گره i به طور تقریبی برابر است با مقدار جابجایی در گره ی l وقتی که نوک ترک در موقعیت گره ی i است. با این فرض و در حالت دو بعدی و هنگامی که از المان های 4 گره‌ای استفاده شود، مقدار کار ΔE که برای بستن ترک در طول یک المان احتیاج است به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\Delta E = \frac{1}{2}[X_i\,\Delta u_l + Z_i \Delta w_l] \qquad (1)$$

که در آن X_i و Z_i به ترتیب نیروهای برشی و بازشوندگی هستند و Δu_l

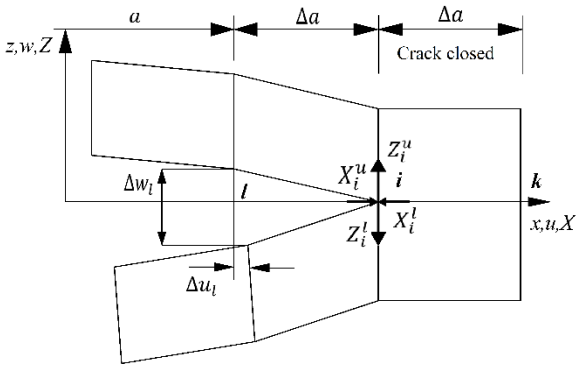

Fig. 3 Forces and displacements used in VCCT [21]

شکل3 نیروها و جابجایی‌های گره‌ای مورد استفاده در VCCT [21]

[1] Virtual Crack Closure Technique
[2] Abaqus
[3] Hashin
[4] Tsai-Wu
[5] Crack Tip

و Δw_l میزان جابجایی افقی و عمودی در گره l هستند. مقدار این نیروها وجابجایی‌ها با انجام یک تحلیل المان محدود یک مرحله ای بدست می‌آیند. مقدار G که همان نرخ آزاد سازی انرژی در حین گسترش ترک است به صورت $\Delta E/\Delta A$ تعریف می‌شود. مقادیر نرخ آزاد سازی انرژی کرنشی در مود اول و دوم G_{I} و G_{II} به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$G_{\mathrm{I}} = -\frac{1}{2\Delta a} Z_i (w_l - w_{l*}) \quad (2)$$

$$G_{\mathrm{II}} = -\frac{1}{2\Delta a} X_i (u_l - u_{l*}) \quad (3)$$

که در این حالت Δa طول المان‌ها در اطراف نوک ترک می‌باشد و مقادیر نیروها و جابجایی‌ها از تحلیل المان محدود قابل محاسبه هستند. مقدار سطحی که از گسترش ترک ایجاد می‌شود برابر با ΔA است که در حالت دو بعدی و با فرض ضخامت واحد برابر با همان Δa خواهد شد. نرخ آزادسازی انرژی کلی G_{T} برابر با جمع نرخ آزادسازی انرژی هرکدام از مودها به صورت جداگانه است.

$$G_{\mathrm{T}} = G_{\mathrm{I}} + G_{\mathrm{II}} + G_{\mathrm{III}} \quad (4)$$

که در حالت دو بعدی G_{III} برابر با صفر است. البته در مسئله مورد بررسی ما از المان‌های سه‌بعدی استفاده می‌شود که جهت طولانی نشدن مبحث خوانندگان در صورت لزوم می‌توانند به مرجع معرفی‌شده رجوع نمایند [21].

2-2- تحلیل المان محدود گسترش ترک حین سوراخکاری

در این قسمت با استفاده از نرم‌افزار آباکوس اقدام به مدل‌سازی عددی مسئله، یعنی گسترش ترک در سوراخکاری کامپوزیت شد. برای این منظور و در جهت حصول اطمینان از مدل ارائه شده، ابتدا کاری که توسط زیتان [9] در همین زمینه انجام شده بود، مجدداً شبیه‌سازی گردید. کار صورت گرفته توسط او روی کامپوزیت کربن/اپوکسی T700/M21 با لایه‌چینی شبه ایزوتروپ[1] بود که خواص آن در جدول1 آورده شده است. با مقایسه نتایج بدست آمده از کار زیتان و نتایج تجربی ارائه شده توسط او با نتایج بدست آمده از تحقیق حاضر به اعتبارسنجی مدل ارائه شده پرداخته شد. لازم به ذکر است که با انجام اصلاحاتی که در ادامه بیان خواهند شد، دقت مدل پیشنهادی از مدل عددی زیتان بیشتر گردید. سپس با واردکردن خواص کامپوزیت مورد نظر یعنی کربن/اپوکسی که در طی پژوهش صورت گرفته توسط زیتان [9] بدست آمده است، نتایج مورد نظر بدست آمد. مدل ارائه شده در این بخش دو مزیت نسبت به مدل های تحلیلی و در بعضی موارد نسبت به بعضی مدل های عددی دیگر دارد:

1. از نیروها و تنش‌های برشی صرف‌نظر نمی‌گردد.
2. از هندسه‌ی مخروطی نوک مته صرف‌نظر نمی‌گردد.
3. طول ترک اولیه با توجه به تعداد لایه‌های باقی‌مانده زیر مته تغییر می‌کند.

نیروی واردشده توسط ابزار به قطعه کار F_z همانگونه که در شکل 4a مشخص است به دو بخش تقسیم‌بندی می‌گردد که یک بخش آن توسط جان مته F_{z2} و بخش دیگر توسط لبه‌های برنده[2] F_{z1} به قطعه کار اعمال می‌گردند($F_z = F_{z1} + F_{z2}$). شبیه‌سازی صورت گرفته در این پژوهش به صورت استاتیکی انجام می‌شود. هرچند می‌توان تحلیل عددی را به صورت دینامیکی نیز انجام داد ولی با توجه به پژوهش صورت گرفته توسط فیتو [15] که در همین زمینه انجام شده است، با احتساب زمان بسیار زیاد مورد نیاز برای انجام تحلیل دینامیکی نسبت به حالت استاتیکی و همچنین نتایج نزدیک این دو تحلیل در زمینه بررسی جدایش بین‌لایه‌ای در سوراخکاری کامپوزیت‌ها، می‌توان نتیجه گرفت که با انجام تحلیل استاتیکی نیز نتایج بدست آمده از دقت خوبی برخوردارند. همچنین نتایج بدست آمده نظیر نیروی بحرانی جدایش بین‌لایه‌ای در حالت استاتیکی، محافظه‌کارانه‌تر هستند. همچنین از چرخش ابزار در این مدل صرف‌نظر شده است و به همین دلیل اثری از مودIII در بین نتایج دیده نمی‌شود.

در این شبیه‌سازی قطعه کار به صورت یک هندسه دایروی مدل می‌شود که شعاع خارجی آن R_e و شعاع داخلی R_t است که برابر با قطر سوراخ می‌باشد. شکل4b تصویر شماتیکی از سطح مقطع مدل ارائه شده در صفحه YZ را نشان می‌دهد که در آن R_e و a به ترتیب شعاع جان مته و طول ترک اولیه می‌باشند. البته لازم به ذکر است که قطر مته 4.8 mm، قطر جان مته 1.2mm

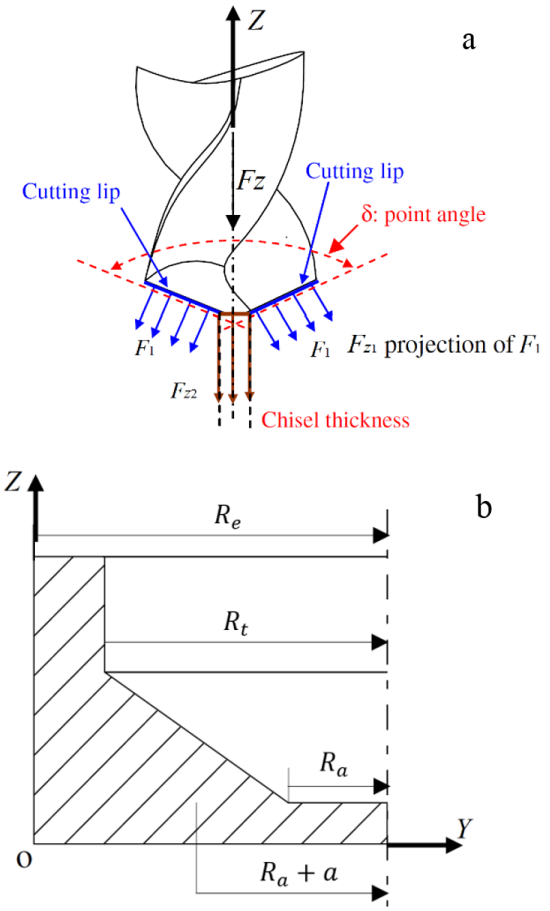

Fig. 4 Schematic of drill, forces and model geometry [9]

شکل4 شماتیک مته، نیروها و هندسه مدل [9]

جدول 1 خواص مکانیکی T700/M21 [9]

Table 1 Mechanical properties of T700/M21 [9]

خاصیت مکانیکی	مقدار	خاصیت مکانیکی	مقدار
E_1(MPa)	142000	G_{23}(MPa)	4000
E_2(MPa)	8400	ν_{12}	0.3
E_3(MPa)	8400	G_{Ic}(N/mm)	0.44
G_{12}(MPa)	5000	G_{IIc}(N/mm)	1.4
G_{13}(MPa)	4000	V_f	0.59

[1] Quasi isotropic
[2] Cutting lip

و زاویه سر مته 118° می‌باشد. لایه‌چینی کامپوزیت مورد بررسی از نوع تک‌جهته است و این بدان معناست که الیاف کربن موجود در تمامی لایه‌ها در یک جهت(جهت 0°) قرار دارند. جهت‌گیری هر لایه به صورت جداگانه به آن اعمال می‌شود تا در صورت نیاز برای تحلیل لایه‌چینی‌های دیگر، بتوان زاویه هر لایه را تغییر داد. همچنین تعداد لایه‌های کامپوزیت 16 لایه است که هر لایه نیز تقریباً 0.25 mm ضخامت دارد. ابتدا حالتی در نظر گرفته شد که 3 لایه از کامپوزیت زیر مته باقی مانده باشد و گسترش ترک و بدست آوردن سایر پارامترهای مربوط به آن، برای این حالت بررسی شد.

در مرحله بعد با در دست داشتن هندسه مدل، المان‌بندی مدل انجام شد. در این مدل از المان‌های 3 بعدی مکعبی 8 گره ای استفاده شده است. البته در بعضی قسمت‌های مدل به علت مطابقت بهتر با هندسه مدل، از المان های گوه‌ای[1] استفاده شده است تا نسبت ابعاد[2] المان‌ها در محدوده مناسبی قرار گیرد. با توجه به ماهیت تحلیل که بررسی ترک و پارامترهای مربوط به آن است، سایز المان‌ها در نزدیکی نوک ترک باید به اندازه کافی کوچک باشد تا دقت بیشتری در حل مسئله حاصل شود. بررسی همگرایی نیروی بحرانی جدایش بین‌لایه‌ای با تغییر سایز المان‌ها در نزدیکی نوک ترک (برای حالتی که سه لایه زیر مته باقی مانده باشد) نیز برای تحلیل ذکرشده صورت گرفت و با درنظر گرفتن چند سایز مختلف از المان‌ها و بررسی نتایج بدست‌آمده از مطالعه همگرایی، مشخص گردید که سایز المان 0.035 mm برای تحلیل مناسب است. در شکل5 المان‌بندی مدل و نتایج بدست‌آمده از مطالعه همگرایی را مشاهده می‌کنید.

بر اساس پژوهش صورت گرفته توسط ریم [13] قطر خارجی مدل که محل اعمال شرایط مرزی است باید به اندازه‌ای انتخاب شود که گشتاور خمشی مقاومی وجود نداشته باشد و شرایط به گونه‌ای باشد که شرایط تکیه گاه ساده برای نوک ترک برقرار گردد تا نتایج شبیه‌سازی به نتایج تجربی نزدیک گردد. همچنین زیتان [9] و ریم [13] هرکدام به صورت جداگانه نشان دادند که طی سوراخکاری مواد کامپوزیتی تقریباً 40 درصد نیروی پیشروی توسط جان مته و 60 درصد توسط لبه‌های برنده به قطعه‌کار اعمال می‌شود. شرایط مرزی اعمال‌شده به این گونه است که جابجایی قسمت بیرونی قطعه (شعاع R_e) به صورت درگیر درنظر گرفته می‌شود ($u = v = w = 0$). تماس مته با قطعه کار نیز فقط توسط نیروی پیشروی که مته در حین سوراخکاری به قطعه‌کار اعمال می‌کند مدل می‌شود. نیروی اعمال‌شده به دو قسمت تقسیم می‌گردد که بخشی از آن توسط لبه‌های برنده و بخشی از آن بوسیله ی جان مته اعمال می‌شود. در شکل6 نیروهای اعمال‌شده و شرایط مرزی را مشاهده می‌کنید. همچنین تحقیقات صورت گرفته توسط زیتان [9] نشان داد که توزیع نیروی محوری سوراخکاری در قسمت جان مته و لبه‌های برنده به نرخ پیشروی[3] مته بستگی دارد. البته نیروی عمودی لبه‌های برنده با تغییرات نرخ پیشروی تقریباً ثابت می‌ماند ولی نیروی اعمال‌شده توسط جان مته به صورت خطی افزایش می‌یابد و به تبع آن نیروی کل که برابر با جمع نیروی جان مته و لبه‌های برنده است نیز به صورت خطی با افزایش نرخ پیشروی افزایش می‌یابد [9].

در تحلیل‌های صورت گرفته، هنگامی که تعداد لایه‌های زیر مته کاهش می‌یابد آن گونه که دی پائولو [3] نشان می‌دهد، طول ترک اولیه نیز تغییر می‌کند و در نظر گرفتن این پدیده در مدل‌سازی عددی، باعث می‌شود که

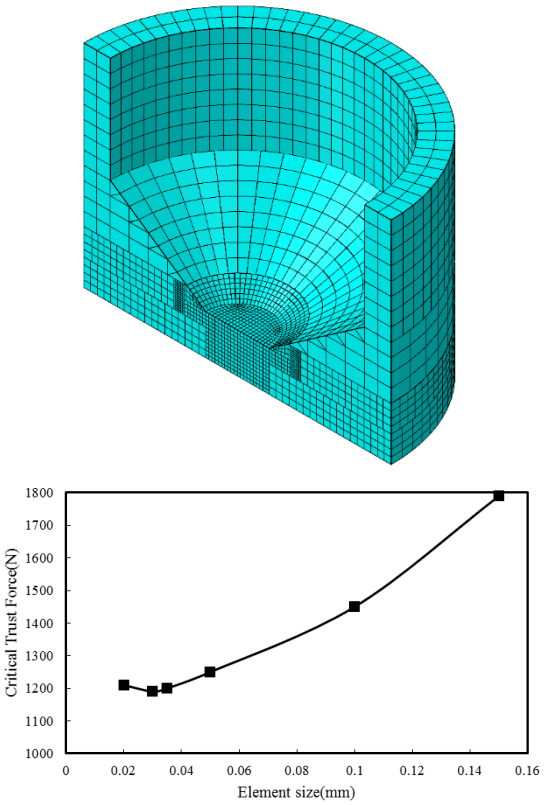

Fig. 5 Elements distribution in proposed model and mesh convergence

شکل5 توزیع المان‌ها در مدل ارائه شده و همگرایی المان‌بندی

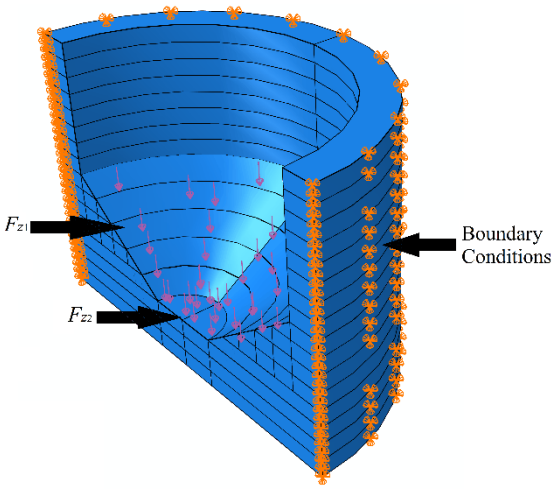

Fig. 6 Forces and boundary conditions implementation

شکل6 اعمال نیروها و شرایط مرزی

نتایج حاصله با نتایج تجربی همخوانی بهتری داشته باشد. دلیل تغییر طول ترک در ضخامت‌های مختلف قطعه‌کار کامپوزیتی این است که با پیشروی مته درون قطعه‌کار، هرچه به لایه‌های پایینی نزدیک‌تر می‌شویم، ترک بوجود آمده در حین سوراخکاری نیز بیشتر رشد کرده و به طول آن افزوده می‌شود که در مدل زیتان [9] این اثر دیده نشده بود و تأثیر آن در نظر گرفته نشده بود. طول ترک با پیشروی ابزار درون قطعه‌کار افزایش می‌یابد و برای بالا بردن دقت در شبیه‌سازی عددی و همچنین حل تحلیلی این مسئله باید با کاهش تعداد لایه‌ها در زیر مته، طول ترک اولیه را افزایش دهیم [3].

ترک در حین اعمال نیروی پیشروی هنگامی رشد می‌کند که نرخ

[1] Wedge element
[2] Aspect ratio
[3] Feed rate

آزادسازی انرژی از حدی بیشتر شود یا به عبارتی دیگر معیار گسترش ترک برآورده شود. یکی از معیارهای گسترش ترک، معیار توانی[1] است که به این صورت تعریف می‌شود:

$$(\frac{G_I}{G_{Ic}})^{\alpha_1}+(\frac{G_{II}}{G_{IIc}})^{\alpha_2}+(\frac{G_{III}}{G_{IIIc}})^{\alpha_3}=1 \quad (5)$$

که در آن α_1، α_2 و α_3 ضرایب مربوط به ماده هستند. طبق کارهای انجام‌گرفته توسط سایر محققین مشخص گردید که مقدار این ضرایب برای کامپوزیت ها یکسان بوده و مقدار آن عددی بین 1 تا 2 است. طبق مطالعات صورت گرفته مشخص گردید که برای ماده مورد نظر ما برابر با 1.6 می‌باشد [17]. روند بارگذاری بدین صورت است که نیروی پیشروی را زیاد می‌کنیم و سپس معیار گسترش ترک را بررسی می‌نماییم. اگر آن نیرو کمتر از حدی باشد که معیار را برآورده کند در مرحله بعد درصدی نیرو را افزایش می‌دهیم تا جایی که نرخ آزادسازی انرژی که از این نیرو حاصل می‌گردد معیار را برآورده نماید و این نیرو را به عنوان نیروی بحرانی جدایش بین‌لایه‌ای یا گسترش ترک ثبت می‌نماییم. این کار برای حالاتی که تعداد لایه‌های متفاوتی در زیر مته باقی مانده باشد نیز صورت گرفت و نتایج در بخش‌های بعدی آمده است.

3-2- نتایج بدست آمده از تحلیل المان محدود

با انجام مراحل قبلی و آماده شدن مدل، اقدام به حل آن گردید و توزیع G_I و G_{II} و G_{III} در طول ترک برای حالتی که 3 لایه زیر مته باقی مانده باشد و نیرو نیز به حد بحرانی خود رسیده باشد، بدست آمد و در شکل7 نمودارهای مربوطه را مشاهده می‌کنید. البته لازم به ذکر است که مقدار G_{III} نسبت به نرخ آزادسازی انرژی کرنشی در دو مود دیگر بسیار کمتر است و از آن صرف نظر می‌گردد. نیروی بحرانی در این حالت برابر با 1200 N می‌شود.

با مشاهده تصاویر 7 و 8 مشخص می‌شود که در این حالت از بارگذاری و لایه چینی، مقدار $G_{II,max}$ از مقدار $G_{I,max}$ بیشتر است. در شکل8 پارامتر معیار گسترش ترک توانی در طول ترک a به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$a=(\frac{G_I}{G_{Ic}})^{1.6}+(\frac{G_{II}}{G_{IIc}})^{1.6} \quad (6)$$

در نگاه اول اینگونه به نظر می‌رسد که گسترش ترک و جدایش بین‌لایه-ای تحت اثر مودII رخ می‌دهد اما توجه به دو نکته دراین‌باره ضروری است. اولین نکته آن است که محل رخ دادن $G_{II,max}$ و $G_{I,max}$ با یکدیگر متفاوت است و نمی‌توان اثر این دو را به صورت خطی با یکدیگر جمع نمود. نکته دوم این است که مقاومت این ماده کامپوزیتی در برابر گسترش ترک تحت مودII شکست همانند اکثر کامپوزیت‌های پایه پلیمری نسبت به مودI بیشتر است و ترک‌های بین‌لایه‌ای در این مواد کامپوزیتی تحت اثر مودI بسیار راحت‌تر گسترش می‌یابند. با توجه به نکات گفته‌شده و شکل8 مشخص می‌گردد با وجود اینکه $G_{II,max}$ از $G_{I,max}$ بیشتر است اما باز هم ترک تحت اثر مودI گسترش می‌یابد و جدایش بین‌لایه‌ای پدیدآمده، ناشی از مودI بارگذاری است. این نتیجه‌گیری برای ارائه مدل‌های تحلیلی در این زمینه بسیار سودمند است زیرا می‌توان از اثر مودII در گسترش ترک صرف‌نظر کرد بی آنکه خطایی در نتایج بدست آمده نسبت به مقادیر تجربی به وجود بیاید.

با انجام مراحل قبلی برای حالاتی که تعداد لایه‌های زیر مته تغییر نماید، نیروی بحرانی جدایش بین‌لایه‌ای P_{cr} در هر مرحله محاسبه گردید و نتایج با تحلیل عددی زیتان و نتایج تجربی حاصل از پژوهش او[9] مقایسه شد. نتایج را در شکل9 مشاهده می‌کنید.

[1] Power law

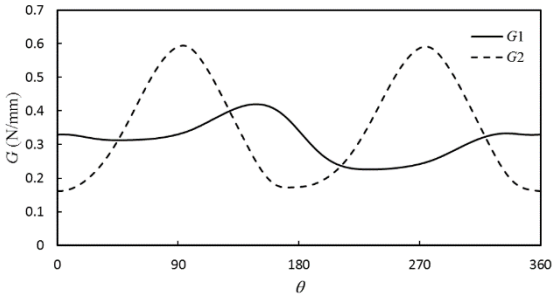

Fig.7 $G_{\rm I}$ and $G_{\rm II}$ distribution along crack tip(quasi-isotropic, number of plies under drill 3 plies)

شکل7 توزیع $G_{\rm I}$ و $G_{\rm II}$ در طول ترک (کامپوزیت با لایه‌چینی شبه ایزوتروپ، تعداد لایه‌های زیر مته 3 لایه)

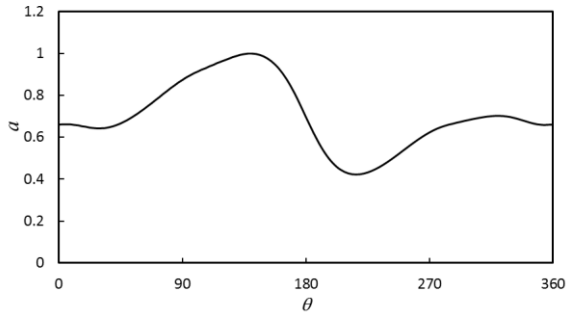

Fig.8 Power law crack propagation criteria parameter

شکل8 پارامتر معیار گسترش ترک توانی در طول ترک

همانگونه که در شکل9 نیز مشخص است نتایج بدست آمده از مدل عددی این پژوهش نسبت به مدل عددی زیتان خطای کمتری دارد و این نشان از دقت بالای این مدل در پیش‌بینی نیروی بحرانی و نرخ آزادسازی انرژی در مودهای مختلف دارد.

3- نتایج بدست آمده از تحلیل عددی کامپوزیت کربن/اپوکسی تک جهته

با داشتن خواص مکانیکی و خواص شکست ماده مورد نظر، می‌توان تحلیل المان محدود گسترش ترک را انجام داد. تحلیل صورت گرفته در دو بخش صورت می‌پذیرد:

1. گسترش ترک زیر جان مته وقتی نوک مته هنوز درون قطعه‌کار است.
2. گسترش ترک زیر لبه‌های برنده وقتی که جان مته از قطعه کار خارج شده است.

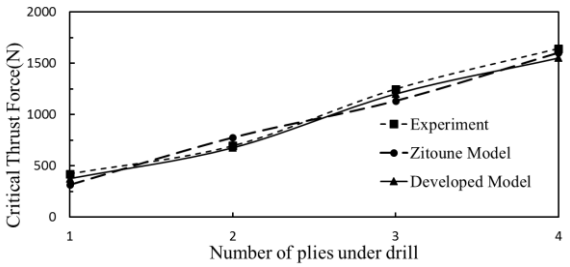

Fig. 9 Delamination critical force vs number of plies under drill (Crack propagation under chisel edge, Quasi-Isotropic layup)

شکل9 نیروی بحرانی جدایش بین‌لایه‌ای در برابر تعداد لایه‌های باقی‌مانده زیر مته (گسترش ترک زیر جان مته، لایه‌چینی شبه ایزوتروپ)

بخش اول تحلیل در کار صورت گرفته توسط زیتان نیز وجود داشت و با لحاظ نمودن یک سری از اصلاحات، تنها دقت آن افزایش یافته و نتایج حاصل از آن به نتایج تجربی نزدیک گردید اما در قسمت دوم گسترش ترک در زیر لبه‌های برنده بررسی می‌گردد که این بخش از تحلیل توسط زیتان انجام نگرفته است. اهمیت تحلیل گسترش ترک و بدست آوردن نیروی بحرانی جدایش بین‌لایه‌ای در حالتی که جان مته از قطعه‌کار خارج شده است، از این روست که در صورتی که ترک رشد کند و موقعیت آن از قطر سوراخ فراتر رود، این ترک بوجود آمده حتی بعد از اتمام سوراخکاری در سازه باقی می‌ماند و استحکام سازه را در برابر نیروهایی که در حین استفاده به آن وارد می‌شود، کاهش می‌دهد.

برای خواص مکانیکی و شکستی که در انجام تحلیل مورد نیاز است، از پژوهش صورت گرفته توسط زیتان [9] استفاده گردید. در کاری که توسط او انجام شده بود دو کامپوزیت T700/M21 و T2H-EH25 مورد بررسی قرار گرفت که برای تحقیق حاضر، خواص کامپوزیت تک‌جهته T700/M21 مورد استفاده قرار گرفته است که در جدول 1 قابل مشاهده است. قسمت اول دقیقاً همانند حالتی است که در بخش‌های پیشین انجام شد و نتایج بدست آمده از آن را در شکل‌های 10 و 11 مشاهده می‌کنید.

همانطور که شکل 11 نشان می‌دهد، بحرانی‌ترین لایه، لایه آخر است زیرا با نیروی کمتری در آستانه جدایش بین‌لایه‌ای قرار می‌گیرد. همچنین با توجه به نموداری که در شکل 10 آمده است مشخص می‌گردد که مود غالب گسترش ترک و شروع جدایش بین‌لایه‌ای، مودI می‌باشد. به این علت که اولاً $G_{I,max}$ از $G_{II,max}$ بیشتر است و ثانیاً ماده کامپوزیتی مورد بررسی در مودI گسترش ترک، بسیار راحت‌تر دچار شکست می‌شود و مقاومت آن در برابر گسترش ترک در مودI پایین‌تر است.

در قسمت دوم، گسترش ترک و جدایش بین‌لایه‌ای بعد از بیرون آمدن جان مته از قطعه‌کار و هنگامی است که فقط لبه‌های برنده با قطعه در تماس هستند. در شکل 12 مدل ارائه شده را در حالتی که تنها 1 لایه زیر مته باقی مانده است مشاهده می‌نمایید.

در این مدل از هندسه مخروطی سر مته صرف‌نظر شده است زیرا طی پژوهشی که ریم [13] در همین زمینه انجام داده است مشخص شده است که برای تحلیل گسترش ترک زیر لبه‌های برنده، در صورت صرف‌نظر کردن از هندسه سر مته، تفاوت قابل‌توجهی در نتایج نسبت به حالت اصلی پدید نمی‌آید. طول ترک اولیه در این حالت نیز مثل قسمت قبل (گسترش ترک زیر جان مته) 0.5 mm در نظر گرفته شده است و باز هم همانند قسمت قبلی، لبه بیرونی مدل که شرایط مرزی در آنجا اعمال می‌شود، به گونه ایست که

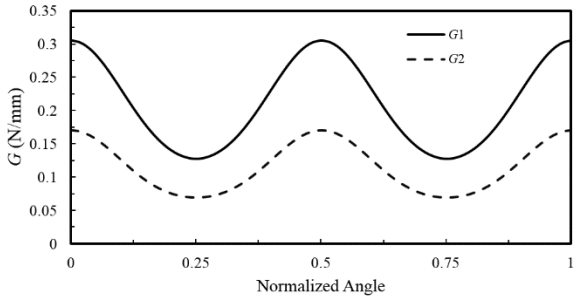

Fig.10 G_I and G_{II} distribution along crack tip(Crack propagation under chisel edge, 1 ply under drill)

شکل10 توزیع G_I و G_{II} در طول ترک (گسترش ترک زیر جان مته، 1 لایه باقی‌مانده زیر مته)

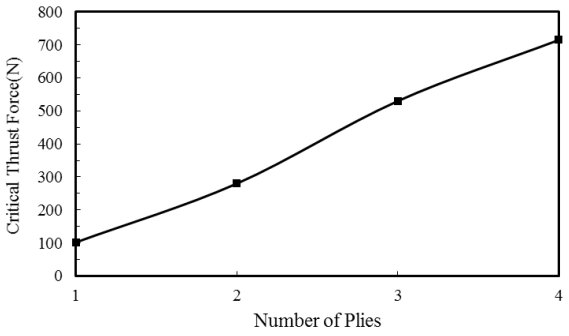

Fig.11 Critical thrust force vs number of plies(Crack propagation under chisel edge, Unidirectional layup)

شکل11 نیروی عمودی بحرانی در برابر تعداد لایه‌های باقی‌مانده (گسترش ترک زیر جان مته، لایه‌چینی تک‌جهته)

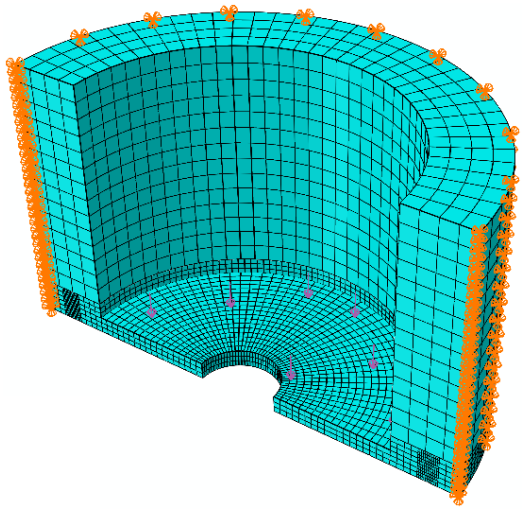

Fig.12 Model mesh pattern and force and boundary conditions implementation(Crack propagation under cutting edges)

شکل12 مش بندی مدل و اعمال نیروها و شرایط مرزی (گسترش ترک زیر لبه‌های برنده)

گشتاور خمشی مقاومی وجود نداشته باشد و شرایط تکیه‌گاه ساده برای نوک ترک بوجود بیاید.

بعد از انجام تمام مراحل که در قسمت‌های قبلی ذکر گردید، اقدام به حل مدل نمودیم و نیروی بحرانی متناظر با شروع جدایش بین‌لایه‌ای و همچنین توزیع G_I، G_{II} و G_{III} بدست آمد. همانند گسترش ترک زیر جان مته، بازهم مقدار G_{III} ناچیز است و از رسم نمودار توزیع آن صرف‌نظر می گردد. در این حالت نیروی بحرانی برابر با 135 N شد و توزیع G_I و G_{II} نیز در شکل13 آورده شده است. با توجه در نمودار شکل13 مشخص است که محل رخ دادن $G_{I,max}$ با جهت قرارگیری الیاف مطابقت دارد. دلیل این امر این است که تنش بیشینه‌ای که باعث باز شدن لبه‌های ترک می‌شود در همین راستا یعنی جهت قرارگیری الیاف رخ می‌دهد و این به خاطر ماهیت ارتوتروپ ماده مورد مطالعه است که خواص آن در جهت‌های مختلف متفاوت است. در شکل14 توزیع تنش ون مایزز را برای این حالت مشاهده می‌نمایید. حتی شکل کلی نمودارهای توزیع G_I و G_{II} نیز که توزیعی شبیه نمودارهای سینوسی دارد نیز از همین ماهیت ارتوتروپ حاصل می‌شود. همانند قسمت قبلی این بار نیز بحرانی‌ترین لایه، لایه آخر است زیرا با نیروی کمتری در آستانه جدایش بین‌لایه‌ای قرار می‌گیرد که این امر در نمودار آورده شده در شکل15 به خوبی نمایان است.

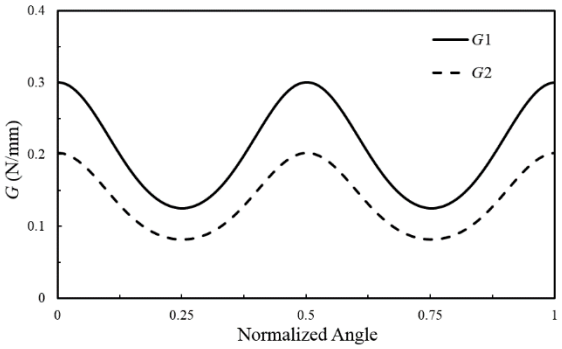

Fig.13 G_{I} and G_{II} distribution along crack tip(Crack propagation under cutting edges, 1 ply under drill)

شکل13 توزیع G_{I} و G_{II} در طول ترک (گسترش ترک زیر لبه‌های برنده، 1 لایه باقی‌مانده زیر مته)

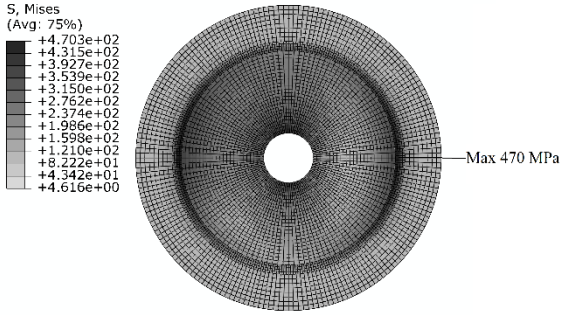

Fig.14 Von mises stress distribution along crack tip(Crack propagation under cutting edges, 1 ply under drill)

شکل14 توزیع تنش ون میزز در طول ترک (گسترش ترک زیر لبه‌های برنده، 1 لایه باقی‌مانده زیر مته)

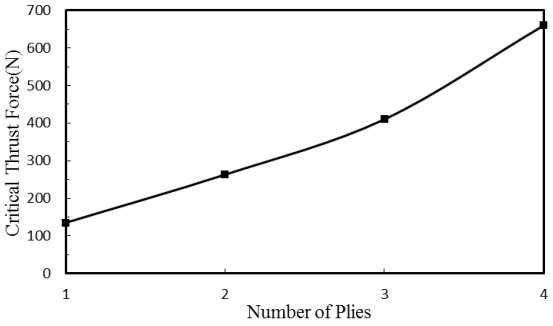

Fig.15 Critical thrust force vs number of plies(Crack propagation under cutting edges, Unidirectional layup)

شکل15 نیروی عمودی بحرانی در برابر تعداد لایه‌های باقی‌مانده (گسترش ترک زیر لبه‌های برنده،لایه‌چینی تک‌جهته)

همانند قسمت قبل(گسترش ترک در زیر جان مته) در این قسمت نیز به همان دلایلی که ذکر شد، مود غالب در بروز پدیده جدایش بین‌لایه‌ای، مودI یا همان مود بازشوندگی است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که صرف‌نظر از اینکه جان مته هنوز درون قطعه‌کار باشد یا از آن بیرون آمده باشد، مودI باعث گسترش ترک و بروز جدایش بین‌لایه‌ای می‌شود و مودII یا مود برشی تأثیر آنچنانی در بروز این پدیده و اثرات ناشی از آن در سازه ندارد.

4- بحث و نتیجه‌گیری

هدف از انجام این پژوهش استفاده از مدلی عددی به منظورپیش‌بینی سهم هر کدام از مودهای I و II شکست (که به ترتیب مود بازشوندگی و مود برشی نامیده می‌شوند) در سوراخکاری مواد کامپوزیتی علی‌الخصوص کامپوزیت تک جهته کربن/اپوکسی بود تا مشخص گردد که آیا مودII هیچگونه تأثیری در گسترش ترک و جدایش بین‌لایه‌ای دارد یا خیر و اگر پاسخ این سؤال مثبت است، سهم آن در این پدیده حین سوراخکاری کامپوزیت‌های چندلایه چه میزان است. بعد از اطمینان از صحت مدل عددی ارائه شده که با مقایسه نتایج آن با نتایج تجربی که از کار دیگر پژوهشگران بدست آمده بود حاصل گردید، با واردکردن خواص ماده مورد نظر در این مدل تصحیح‌شده، توزیع G_{I} و G_{II} و G_{III} در طول ترک برای حالت‌های مختلف بدست آمد که به علت ناچیز بودن مقادیر G_{III}، از آن صرف‌نظر شده است. مشخص گردید که در اکثر تحلیل‌های صورت گرفته در حالات مختلف، مقدار $G_{\mathrm{I,max}}$ از مقدار $G_{\mathrm{II,max}}$ بیشتر است. در بعضی لایه چینی‌ها $G_{\mathrm{II,max}}$ از $G_{\mathrm{I,max}}$ بیشتر می‌شود اما به دو دلیل باز هم مود غالب شکست همان مودI است. این دو دلیل عبارت‌اند از:

1. متفاوت بودن محل رخ دادن $G_{\mathrm{II,max}}$ و $G_{\mathrm{I,max}}$
2. کمتر بودن مقاومت کامپوزیت کربن/اپوکسی در برابر گسترش ترک در مودI (G_{Ic}) از مقدار مشابه در مودII (G_{IIc})

متفاوت بودن محل رخ دادن بیشینه G_{I} و G_{II} سبب می‌شود که نتوان اثر هر دو مود شکست را در معیار توانی گسترش ترک $(\frac{G_{\mathrm{I}}}{G_{\mathrm{Ic}}})^{1.6}+(\frac{G_{\mathrm{II}}}{G_{\mathrm{IIc}}})^{1.6}=1$ با یکدیگر جمع نمود و کمتر بودن مقدار G_{Ic} نسبت به G_{IIc} برای ماده مورد بررسی،که مقدار آن تقریباً یک سوم G_{IIc} است، سبب می‌گردد تا گسترش ترک و جدایش بین‌لایه‌ای از جایی شروع شود که مقدار G_{I} به حداکثر خود می‌رسد و تنها G_{Ic}، عامل تعیین‌کننده در مقدار نیروی عمودی بحرانی در سوراخکاری باشد. پس با توجه به نتایج بدست آمده از تحلیل عددی حاضر می‌توان به صورت مستند نتیجه گرفت که مودII در فرآیند گسترش ترک بین لایه‌ای در سوراخکاری مواد کامپوزیتی بی‌تأثیر است.

برای درک بهتر فرآیند گسترش ترک و ایجاد جدایش بین‌لایه‌ای در حین سوراخکاری صفحات کامپوزیتی می‌توان کارهای زیر را انجام داد:

1. ارائه یک مدل سه بعدی از چگونگی گسترش ترک در کامپوزیت حین سوراخکاری با در نظر گرفتن هندسه مته و اعمال گشتاور برای بررسی اثر مودIII (مود پارگی) و بدست آوردن سهم هر کدام از مودهای I و III در جدایش بین‌لایه‌ای
2. استفاده از روش اجزاء محدود توسعه‌یافته[1] برای بررسی دقیق‌تر گسترش ترک و بدست آوردن پارامترهای مربوطه
3. انجام یک تحلیل المان محدود گسترش ترک و مشخص کردن محدوده رشد ترک و مقایسه با نتایج تجربی
4. استفاده از هندسه‌های مختلف مته در تحلیل المان محدود و بررسی مقادیر G_{I} و G_{II} بوجود آمده و در صورت اثبات بسط دادن نتیجه بدست آمده در این پژوهش به تمامی هندسه‌های مختلف مته

5- فهرست علایم

E	مدول الاستیک(MPa)
G	مدول برشی(MPa)
G_{Ic}	نرخ آزادسازی انرژی بحرانی مودI (N/mm)
G_{IIc}	نرخ آزادسازی انرژی بحرانی مودII (N/mm)

[1] Extended Finite Element Method (XFEM)

G_{I}	نرخ آزادسازی انرژی مود I (N/mm)
G_{II}	نرخ آزادسازی انرژی مود II (N/mm)

زیرنویس‌ها

max	بیشینه
min	کمینه
1	جهت قرارگیری الیاف
2	جهت عمود بر قرارگیری الیاف
3	جهت لایه چینی کامپوزیت

6- مراجع

[1] J. P. Davim, P. Reis, C. C. Antonio, Experimental study of drilling glass fiber reinforced plastics (GFRP) manufactured by hand lay-up, *Composites Science and Technology*, Vol. 64, No. 2, pp. 289-297, 2004.

[2] J. Y. Sheikh-Ahmad, *Machining of Polymer Composites*, pp. 150-160, New York: Springer, 2009.

[3]G. DiPaolo, S. Kapoor, R. DeVor, An experimental investigation of the crack growth phenomenon for drilling of fiber-reinforced composite materials, *Journal of Engineering for Industry*, Vol. 118, No. 1, pp. 104-110, 1996.

[4]H. Hocheng, C. Tsao, Effects of special drill bits on drilling-induced delamination of composite materials, *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, Vol. 46, No. 12, pp. 1403-1416, 2006.

[5]H. Hocheng, C. Tsao, Comprehensive analysis of delamination in drilling of composite materials with various drill bits, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 140, No. 1, pp. 335-339, 2003.

[6]F. Shen, K. Lee, T. Tay, Modeling delamination growth in laminated composites, *Composites Science and Technology*, Vol. 61, No. 9, pp. 1239-1251, 2001.

[7]C. Tsao, H. Hocheng, Effect of eccentricity of twist drill and candle stick drill on delamination in drilling composite materials, *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, Vol. 45, No. 2, pp. 125-130, 2005.

[8]S. P. Timoshenko, S. Woinowsky-Krieger, *Theory of Plates and Shells*, pp. 115-123, New York: McGraw-hill, 1959.

[9]R. Zitoune, F. Collombet, Numerical prediction of the thrust force responsible of delamination during the drilling of the long-fibre composite structures, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 38, No. 3, pp. 858-866, 2007.

[10]C. Tsao, Effect of induced bending moment (IBM) on critical thrust force for delamination in step drilling of composites, *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, Vol. 59, No. 2, pp. 1-5, 2012.

[11]C. Tsao, H. Hocheng, Effects of peripheral drilling moment on delamination using special drill bits, *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 201, No. 1, pp. 471-476, 2008.

[12]L. M. P. Durão, J. M. R. Tavares, V. H. C. De Albuquerque, J. F. S. Marques, O. N. Andrade, Drilling damage in composite material, *Materials*, Vol. 7, No. 5, pp. 3802-3819, 2014.

[13]P. Rahme, Y. Landon, F. Lachaud, R. Piquet, P. Lagarrigue, Delamination-free drilling of thick composite materials, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 72, No. 3, pp. 148-159, 2015.

[14]O. Isbilir, E. Ghassemieh, Numerical investigation of the effects of drill geometry on drilling induced delamination of carbon fiber reinforced composites, *Composite Structures*, Vol. 105, No. 2, pp. 126-133, 2013.

[15]N. Feito, J. López-Puente, C. Santiuste, M. Miguélez, Numerical prediction of delamination in CFRP drilling, *Composite Structures*, Vol. 108, No. 5, pp. 677-683, 2014.

[16]Z. Qi, K. Zhang, Y. Li, S. Liu, H. Cheng, Critical thrust force predicting modeling for delamination-free drilling of metal-FRP stacks, *Composite Structures*, Vol. 107, No. 3, pp. 604-609, 2014.

[17]R. Zitoune, V. Krishnaraj, F. Collombet, S. Le Roux, Experimental and numerical analysis on drilling of carbon fibre reinforced plastic and aluminium stacks, *Composite Structures*, Vol. 146, No. 6, pp. 148-158, 2016.

[18]H. Hosseini-Toudeshky, B. Hamidi, B. Mohammadi, H. Ovesi, Finite element based prediction of failure in laminated composite plates, *Fracture of Nano and Engineering Materials and Structures: Proceedings of the 16th European Conference of Fracture*, Alexandroupolis, Greece, July 3-7, 2006.

[19]H. Hosseini-Toudeshky, M. Saber, B. Mohammadi, Finite element crack propagation of adhesively bonded repaired panels in general mixed-mode conditions, *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 45, No. 2, pp. 94-103, 2009.

[20]D. Broek, *Elementary Engineering Fracture Mechanics*, pp. 120-132, New York: Springer Science & Business Media, 2012.

[21]R. Krueger, Virtual crack closure technique: history, approach, and applications, *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 57, No. 2, pp. 109-143, 2004.